# АКТУАЛЬНІ ПИТАННЯ ТЕХНІЧНИХ НАУК

УДК 681.518.5:629.735.33 DOI https://doi.org/10.35546/kntu2078-4481.2025.3.1.52

М. А. ГРИНЬОВ
аспірант кафедри комп'ютерних систем
Національний університет «Одеська політехніка»
ORCID: 0009-0007-7189-4485

О. В. СТРЕЛЬЦОВ
кандидат технічних наук, доцент,
доцент кафедри комп'ютерних систем
Національний університет «Одеська політехніка»
ORCID: 0000-0002-4691-5703

## МЕЖІ ПАСИВНОЇ ДІАГНОСТИКИ ЗМІЩЕННЯ СЕНСОРА ЗА ОДНОЧАСНИХ ЗМІН СЕРЕДОВИЩА ТА ОБ'ЄКТА

*Розглянуто задачу пасивної діагностики зміщення сенсора в замкненій системі керування, коли одночасно зі зміщенням можуть змінюватися зовнішні умови (вітер) і параметри об'єкта (маса, аеродинамічний опір, тяга), а модель об'єкта сама має похибку. Мета роботи – встановити, за яких умов і з якою роздільною здатністю зміщення сенсора можна відрізнити від таких змін за доступними вимірюваннями, а також оцінити втрати від невідомого моменту виникнення несправності. Для лінійно-гауссової моделі замкненої системи введено профільовану інформацію Фішера щодо зміщення з урахуванням апріорних розподілів параметрів збурення і мінімальне виявлюване зміщення. Доведено, що зворотний зв'язок не змінює діагностовності адитивних несправностей; що існують два режими – обмежений швидкістю, у якому мінімальне виявлюване зміщення зменшується обернено пропорційно кореню з тривалості спостереження, і обмежений порогом, у якому воно прямує до ненульової межі; отримано замкнений вираз межі як апріорної вартості найдешевшого еквівалентного збурення; сформульовано структурну умову «невидимого зсуву рівноваги», за якої момент виникнення несправності не несе інформації; показано, що статична похибка аеродинамічної моделі еквівалентна усталеній зміні погодних умов. На моделі безпілотного літального апарата Aerosonde встановлено, що завищення показу приймача повітряного тиску на 1 м/с на швидкості 20 м/с еквівалентне зустрічному вітру 1 м/с разом зі збільшенням маси на 9,8 %, зменшенням паразитного опору на 39 % і збільшенням тяги на 5,3 %; межа роздільної здатності становить 0,90–1,23 м/с на швидкостях 20–27 м/с і пропорційна апріорній невизначеності параметрів. Монітор, що довіряє моделі літака, втрачає близько 0,5 м/с роздільної здатності на кожен відсоток статичної похибки аеродинамічних похідних, тоді як монітор, що оцінює масу, опір і тягу, зберігає роздільну здатність, близьку до межі. Невідомий момент виникнення збільшує поріг виявлення в 1,35–2,0 раза; кінематична перевірка, поширена в автопілотах, не розрізняє зміщень, менших приблизно за 5 м/с.*

***Ключові слова:*** *діагностовність, зміщення сенсора, інформація Фішера, апріорна невизначеність, виявлення змін, похибка моделі, приймач повітряного тиску, безпілотний літальний апарат.*

M. A. HRYNYOV
PhD Student at the Department of Computer Systens
Odesa Polytechnic National University
ORCID: 0009-0007-7189-4485

O. V. STRELTSOV
Candidate of Technical Sciences, Associate Professor,
Associate Professor at the Computer Systems Department
Odesa Polytechnic National University
ORCID: 0000-0002-4691-5703

## LIMITS OF PASSIVE SENSOR OFFSET DIAGNOSIS UNDER SIMULTANEOUS ENVIRONMENT AND PLANT CHANGES

*The paper considers passive diagnosis of a sensor offset in a closed-loop control system when, simultaneously with the offset, the environment (wind) and the plant parameters (mass, aerodynamic drag, thrust) may change, while the plant model itself is inaccurate. The aim of the work is to establish under which conditions and with what resolution a sensor*

*offset can be distinguished from such changes using the available measurements, and to estimate the losses caused by an unknown fault onset time. For a linear-Gaussian model of the closed loop, the profiled Fisher information about the offset, accounting for the prior distributions of the nuisance parameters, and the minimal detectable offset are introduced. It is proved that feedback does not change the diagnosability of additive faults; that there are two regimes – rate-limited, in which the minimal detectable offset decreases in inverse proportion to the square root of the observation time, and floor-limited, in which it tends to a nonzero limit; a closed-form expression of the limit is obtained as the prior cost of the cheapest equivalent nuisance; a structural condition of an "invisible equilibrium shift" is formulated under which the fault onset carries no information; it is shown that a static error of the aerodynamic model is equivalent to a steady change of weather conditions. On the model of the Aerosonde unmanned aerial vehicle it is established that a pitot-static airspeed reading 1 m/s too high at 20 m/s is equivalent to a 1 m/s headwind together with a 9.8 % mass increase, a 39 % parasite-drag decrease and a 5.3 % thrust increase; the resolution limit is 0.90–1.23 m/s at 20–27 m/s and is proportional to the prior parameter uncertainty. A monitor that trusts the aircraft model loses about 0.5 m/s of resolution per percent of static error in the aerodynamic derivatives, whereas a monitor that estimates mass, drag and thrust retains a resolution close to the limit. An unknown onset increases the detection threshold by a factor of 1.35–2.0; a kinematic check common in autopilots does not resolve offsets smaller than about 5 m/s.*

***Key words:*** *diagnosability, sensor offset, Fisher information, prior uncertainty, change detection, model error, pitot-static sensor, unmanned aerial vehicle.*

**Вступ (постановка проблеми)**

Достовірність вимірювань є необхідною умовою роботи автономних сенсорних систем. Для малих безпілотних літальних апаратів (БпЛА) однією з найчастіших несправностей є систематичне зміщення показу приймача повітряного тиску внаслідок потрапляння води, обмерзання чи забруднення [1–3]. Особливість такої несправності полягає в тому, що вона часто виникає одночасно зі зміною погодних умов, які змінюють і сам об'єкт: обмерзання й опади збільшують масу та опір літака, а порив вітру змінює повітряну швидкість так само, як її змінило б зміщення сенсора. Типові для автопілотів перевірки є кінематичними: показ повітряної швидкості порівнюють із путьовою швидкістю від супутникової навігаційної системи з урахуванням оцінки вітру.

Звідси виникає питання, яке передує розробленню будь-якого алгоритму діагностики: чи можна взагалі відрізнити зміщення сенсора від одночасних змін середовища та об'єкта за доступними вимірюваннями, і якщо так, то з якою роздільною здатністю та за який час? Відповідь визначає межі, яких не може перевершити жоден пасивний монітор, і показує, коли для діагностики потрібні додаткові сенсори або активне збудження (маневр).

**Аналіз останніх досліджень і публікацій**

Діагностиці несправностей сенсорів повітряних даних присвячено низку робіт. У [1] запропоновано модельну діагностику несправностей вимірювання повітряної швидкості БпЛА; у [2] – виявлення та ізоляцію несправностей повітряних даних малих БпЛА в рамках моніторингу цілісності; огляд 2024 р. [3] систематизує модельні методи і методи на основі даних; у [4] синтезовано робастні фільтри для блокувань приймача з урахуванням невизначеності моделі. Ці роботи пропонують детектори, але не встановлюють меж діагностовності за одночасних змін об'єкта.

Кількісні показники діагностовності стохастичних лінійних систем на основі дивергенції Кульбака – Лейблера запропоновано в [5].Необхідні й достатні умови діагностовності розімкнених і замкнених стохастичних систем отримано в [6] із використанням відстані Бхаттачар'ї; там же відзначено відмінність між розімкненим і замкненим контуром. Структурні умови ізоляції несправностей (ідеальне розв'язання) класично розглянуто в [7], метод узагальненого відношення правдоподібності для стрибків у лінійних системах – у [8]. Найшвидше виявлення змін за наявності «завадової» зміни досліджено в [9], а у 2024 р. – за наявності «плутаної» зміни для незалежних спостережень з відомими розподілами [10]; асимптотику затримки виявлення дає класичний результат [11].

Невирішеною частиною проблеми є межі пасивної діагностики зміщення сенсора в замкненій системі, коли завада включає параметри об'єкта з апріорною невизначеністю, а модель об'єкта неточна: за яких структурних умов роздільна здатність обмежена знизу, чому дорівнює ця межа, як на неї впливає похибка моделі та невідомий момент виникнення несправності.

**Мета та завдання дослідження**

Метою роботи є встановлення меж пасивної діагностики зміщення сенсора в замкненій системі керування за одночасних змін середовища і параметрів об'єкта та за похибки моделі об'єкта.

Завдання дослідження:

1) сформулювати задачу діагностовності зміщення з урахуванням завад зі спільним моментом виникнення та апріорних розподілів параметрів;

2) встановити вплив зворотного зв'язку на діагностовність і структурні умови двох режимів – обмеженого швидкістю і обмеженого порогом;

3) отримати замкнений вираз межі роздільної здатності та її фізичну інтерпретацію;

4) оцінити вплив статичної похибки моделі об'єкта і невідомого моменту виникнення несправності;

5) перевірити результати на моделі БпЛА Aerosonde і на другому об'єкті, порівняти з практичними методами контролю.

**Методологія**

Дослідження ґрунтується на математичному моделюванні замкнених лінійно-гауссових систем, теорії статистичних рішень та інформації Фішера, методі сигнатур нев'язок фільтра Калмана [8] і методі узагальненого відношення правдоподібності. Теоретичні оцінки перевірено статистичним моделюванням на нелінійній моделі-двійнику літака і на моделі двох послідовно з'єднаних резервуарів; програмне забезпечення розроблено авторами мовою Python. Гіпотези, правила рішень і обсяги вибірок фіксували в протоколах до виконання розрахунків; гіпотези, що не підтвердилися, наведено в тексті.

Під час дослідження використано генеративну мовну модель Claude (Anthropic) як допоміжний інструмент для пошуку й аналізу літератури, розроблення програмного коду моделювання, перевірки аналітичних викладок, оброблення результатів і підготовки тексту. Усі отримані результати, обчислення та висновки перевірено авторами, які несуть повну відповідальність за зміст статті.

**Викладення основного матеріалу**

***Постановка задачі***

Розглянемо лінеаризовану модель замкненої системи

$$x_{k+1} = Ax_k + Bu_k + Gw_k + N_x\eta + F_x b, \quad y_k = Cx_k + D_u u_k + v_k + G_\eta \eta + fb, \tag{1}$$

де $b$ – величина зміщення сенсора (відома форма появи, наприклад сходинка в момент $k_0$); $\eta$ – вектор величин завад зі спільним моментом появи (складові вітру, зміни маси, опору, тяги); $w_1$, $v_k$ – білі гауссові шуми; $u_k$ – керування за будь-яким причинним законом. Параметричні складові $\eta$ мають апріорний розподіл $\mathcal{N}(0, \Lambda^{-1})$, складові вітру – неінформативний. Монітор має доступ до запису $I_k = (y_{0:k}, u_{0:k-1})$.

Через усталений фільтр Калмана монітора кожен адитивний вплив породжує детерміновану сигнатуру нев'язки $\Phi_j$ на $j$-му кроці після появи [9]; $S$ – коваріація нев'язки. Інформаційна матриця вікна тривалістю $\tau$ кроків має вигляд $J(\tau) = \sum_{j<\tau} \Phi_j^\top S^{-1} \Phi_j$ для стовпців, що відповідають $(b, \eta)$, а відповідну квадратичну форму позначимо $q_\tau(b, \eta)$. Профільована інформація про зміщення і мінімальне виявлюване зміщення (рівень значущості 0,01, двобічний критерій, потужність 0,9) визначаються як

$$I_b(\tau) = \min_{\eta} \left\{ q_\tau(1, \eta) + \eta^\top \Lambda \eta \right\}, \quad b_{\min}(\tau) = \sqrt{14{,}9 / I_b(\tau)}, \tag{2}$$

де $14{,}9 \approx (2{,}576 + 1{,}282)^2$. Величина $b_{\min}$ не залежить від конкретного алгоритму: жоден монітор, що використовує той самий запис, не виявить меншого зміщення з тими самими ймовірностями помилок.

***Теоретичні результати***

**Твердження 1 (зворотний зв'язок не змінює діагностовності).** Для гіпотез, що різняться лише адитивними членами несправності чи завади або коваріацією шуму вимірювань, дивергенція Кульбака – Лейблера повного запису (і будь-якого вікна за умови попереднього запису) однакова для всіх причинних законів керування і дорівнює її значенню в розімкненому контурі.

Доведення ґрунтується на тому, що керування є відомою функцією запису і входить в обидві гіпотези однаково. Наслідок: відмінності між розімкненим і замкненим контуром, отримані для показників на ковзному вікні без урахування попереднього запису [6], є властивостями відкинутих даних. Зворотний зв'язок впливає на наслідки несправності (втрату керованості), а не на її діагностовність.

**Твердження 2 (два режими).** Для сходинкової форми $I_b(\tau)/\tau \to r_\infty = \|(I - \Pi) S^{-1/2} \Phi_{\infty,b}\|^2$, де $\Pi$ – проектор на усталені сигнатури завад, а $\Phi_{\infty,b}$ – усталена сигнатура зміщення. Якщо усталена сигнатура зміщення не належить лінійній оболонці усталених сигнатур завад, діагностовність обмежена швидкістю ($b_{\min} \sim \tau^{-1/2}$); інакше вона обмежена порогом ($b_{\min} \to b_{floor} > 0$), який визначається перехідним процесом після появи і апріорними розподілами.

**Твердження 3 (замкнений вираз порога).** Нехай множина точного маскування $\mathcal{B} = \{\beta: \Phi_{\eta,j}\beta = -\Phi_{b,j}$ для всіх $j\}$ непорожня і всі завади, що маскують зміщення в усталеному режимі, належать $\mathcal{B}$. Тоді $I_b(\tau)$ монотонно зростає до

$$I^* = \min_{\beta \in \mathcal{B}} \beta_P^\top \Lambda \beta_P, \quad b_{\text{floor}} = \sqrt{14{,}9 / I^*}, \tag{3}$$

де $\beta_P$ – параметрична частина $\beta$. Мінімізатор $-\beta^*$ є еквівалентним збуренням – найдешевшою за апріорним розподілом комбінацією змін середовища і об'єкта, що відтворює зміщення. Межа дорівнює нулю тоді й лише тоді, коли зміщення відтворюється завадами без апріорного обмеження; масштабування всіх апріорних середньоквадратичних відхилень у $c$ разів змінює межу в $c$ разів.

**Твердження 4 (невидимий зсув рівноваги).** За будь-якого зворотного зв'язку зміщення не відрізняється від сходинки завади $\beta$ на всьому записі тоді й лише тоді, коли

$$G_\eta \beta = -f, \quad CA^i N_x \beta = 0 \text{ для всіх } i \geq 0, \tag{4}$$

тобто завада змінює показ несправного сенсора рівно на величину зміщення через безпосереднє проходження і не створює результуючої сили (для спостережуваного об'єкта – $N_x\beta = 0$). Якщо жодна завада не проходить безпосередньо на несправний сенсор, то вже на першому кроці $I_b(1) \geq f^\top S^{-1/2}(I - \Pi_G)S^{-1/2}f > 0$ незалежно від апріорних розподілів. Твердження є конкретизацією умов ідеального розв'язання [8] для сталих величин завад; новим є фізичне тлумачення і класифікація пар «об'єкт – сенсор» за двома тестами: усталеного рангу (поріг чи швидкість) і безпосереднього проходження (інформативна чи неінформативна поява).

**Твердження 5 (статична похибка моделі еквівалентна погоді).** У прямолінійному горизонтальному польоті з утримуваними швидкістю і висотою статична похибка аеродинамічних похідних (нахил кривої підйомної сили, поздовжня статична стійкість, ефективність керма висоти) змінює балансувальний режим точно так, як усталена комбінація вітру, маси, опору і тяги, але не так, як лише вітер. Тому монітор, що оцінює масу, опір і тягу, поглинає статичну похибку моделі, а монітор, що довіряє моделі, сприймає її як зміщення сенсора; його ефективна роздільна здатність

$$b_{\text{eff}}(\varepsilon) \approx 3{,}86\sqrt{\sigma_0^2 + \varepsilon^2 \sum_d g_d^2}, \tag{5}$$

де $\varepsilon$ – відносна похибка похідних, $\sigma_0$ – середньоквадратичне відхилення оцінки зміщення за точної моделі, $g_d$ – уявне зміщення на одиницю відносної похибки похідної $d$.

**Невідомий момент виникнення.** За відомого моменту появи ймовірність діагностувати зміщення протягом епізоду тривалістю $D$ дорівнює $\Phi((d^2/2 - h)/d)$, $d^2 = b^2 I_b(D)$, де $h$ – поріг. За невідомого моменту використано віконний тест узагальненого відношення правдоподібності, що порівнює гіпотези «зміщення (разом із завадою) в момент $k_0$» і «лише завада в момент $k_0'$» (статистика за [9]); поріг $h_U$, потрібний для заданої частоти хибних тривог, збільшує мінімальне виявлюване зміщення в $\kappa_U = \sqrt{\lambda(h_U)/14{,}9}$ раза. У режимі, обмеженому швидкістю, це коштує затримки (порядку логарифма середнього часу до хибної тривоги, поділеного на швидкість накопичення інформації [11]); у режимі, обмеженому порогом, це коштує роздільної здатності.

***Обчислювальний експеримент***

Розглянуто поздовжній рух БпЛА Aerosonde [12] у прямолінійному горизонтальному польоті на висоті 100 м зі швидкістю 20–27 м/с; турбулентність Драйдена з інтенсивністю 15, 30 і 45 вузлів [13]. Набір сенсорів S0 (частота 20 Гц): приймач повітряного тиску (0,3 м/с), путьова і вертикальна швидкості від навігаційного приймача (по 0,2 м/с), висота (1,0 м), кутова швидкість тангажу (0,2 град/с), кут тангажу від курсовертикалі (0,5 град); набір S1 додатково містить акселерометри (0,05 м/с²). Апріорні середньоквадратичні відхилення: вертикальний вітер 0,5 м/с, маса 3 %, паразитний опір 15 %, коефіцієнт тяги 5 %; горизонтальний вітер – без апріорного обмеження. Монітор – розширений фільтр Калмана зі сталими коефіцієнтами і тест узагальненого відношення правдоподібності. Теоретичні оцінки перевірено статистичним моделюванням на нелінійній моделі-двійнику.

***Результати***

*Два режими*. Мінімальне виявлюване зміщення приймача на швидкості 20 м/с наведено в табл. 1 і на рис. 1, *а*. Якщо змінюється лише вітер, діагностовність обмежена швидкістю: $b_{\min}$ зменшується від 0,50 м/с за 1 с до 0,015 м/с за 300 с. Якщо разом із вітром можуть змінюватися маса, опір і тяга з указаними апріорними відхиленнями, $b_{\min}$ прямує до межі 0,899 м/с; без апріорного обмеження цих параметрів зміщення взагалі не діагностується. Плавна поява зміщення (лінійне наростання 0,03 м/с² замість сходинки) збільшує $b_{\min}$ за 10 с з 0,086 до 0,52 м/с, оскільки інформацію несе саме перехідний процес після появи. Статистичне моделювання на нелінійному двійнику відтворює оцінки Фішера з похибкою до 5 %.

Таблиця 1

**Мінімальне виявлюване зміщення приймача повітряного тиску, м/с (20 м/с, турбулентність 30 вузлів, набір S0)**

| Невідомі зміни | 1 с | 2 с | 5 с | 10 с | 30 с | 120 с | 300 с |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| лише вітер | 0,502 | 0,253 | 0,130 | 0,086 | 0,048 | 0,024 | 0,015 |
| вітер + маса, опір, тяга (апріорні відхилення) | 1,113 | 0,956 | 0,911 | 0,904 | 0,900 | 0,899 | 0,899 |
| вітер + маса, опір, тяга (без обмежень) | ∞ | ∞ | ∞ | ∞ | ∞ | ∞ | ∞ |

*Еквівалентне збурення*. Завищення показу приймача на 1 м/с на швидкості 20 м/с точно відтворюється комбінацією зустрічного вітру 1 м/с, збільшення маси на 9,8 %, зменшення паразитного опору на 39 % і збільшення тяги на 5,3 %: така комбінація змінює показ приймача через безпосереднє проходження і не створює результуючої сили (умова (4) виконується з рангом 4 для 5 невідомих). Тому акселерометри не усувають межу: з набором S1 $b_{\min}$ за 1 с становить 0,938 м/с. Межа становить 0,899; 0,993; 1,133 і 1,226 м/с на швидкостях 20, 22, 25 і 27 м/с і визначається переважно апріорною невизначеністю маси: $b_{floor} \approx 1{,}5V\sigma_m$, де $V$ – швидкість, $\sigma_m$ – відносне апріорне відхилення маси. Практично значуща межа потребує невизначеності маси разом з опором або тягою: для

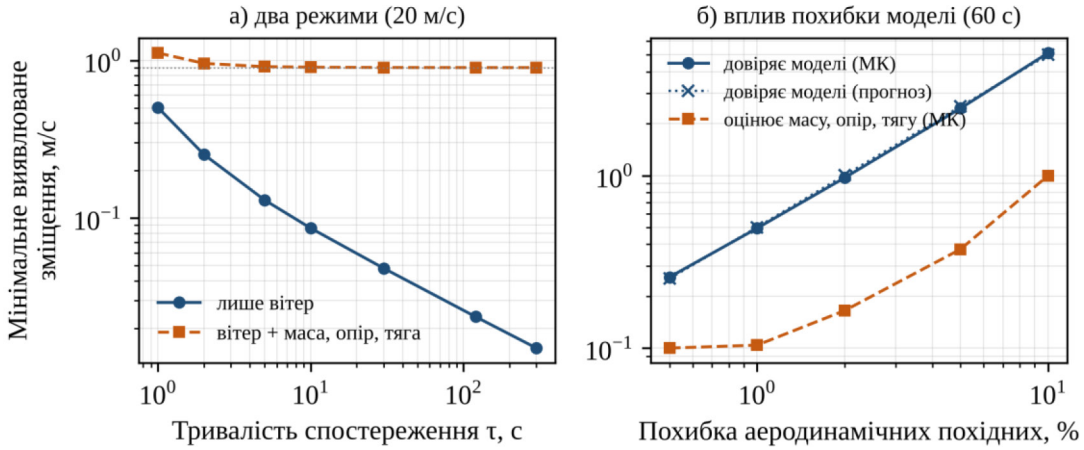


**Рис. 1. Межі діагностовності зміщення приймача повітряного тиску: а – мінімальне виявлюване зміщення залежно від тривалості спостереження за двох класів невідомих змін; б – ефективна роздільна здатність двох моніторів залежно від статичної похибки аеродинамічних похідних (МК – статистичне моделювання на нелінійному двійнику)**

пар {маса, опір} і {маса, тяга} межа становить 0,869 і 0,487 м/с. Опір і тяга без маси також точно маскують зміщення, але лише за 17-кратної зміни опору, тому практично цей випадок обмежений швидкістю (межа 0,013 м/с). Попередньо сформульована гіпотеза про достатність будь-якої пари параметрів не підтвердилася і була уточнена саме в такий спосіб.

*Другий об'єкт*. Для двох послідовно з'єднаних резервуарів жодна завада не може змінити показ датчика рівня стрибком, тому поява несправності інформативна (твердження 4), і межа скінченна (0,149 см) навіть за необмежених завад; статистичне моделювання на моделі об'єкта узгоджується з оцінкою Фішера. Отже, два структурні тести розрізняють об'єкти, для яких поріг визначається апріорною невизначеністю, і об'єкти, для яких він визначається самою появою несправності.

*Зворотний зв'язок*. Для двох регуляторів різниця потужності виявлення не перевищує 0,008, що підтверджує твердження 1; водночас втрата керованості за зміщення 3 м/с становить 112 і 10 випадків на 2000 прогонів, тобто регулятор визначає наслідки несправності, а не її діагностовність.

*Похибка моделі*. Ефективну роздільну здатність двох моніторів за 60 с наведено в табл. 2 і на рис. 1, б. Статична похибка похідних відтворюється еквівалентною комбінацією вітру, маси, опору і тяги з відносним залишком не більше $9{,}3 \cdot 10^{-6}$, але не лише вітром (залишок 1,7–8,2). Монітор, що довіряє моделі, втрачає близько 0,5 м/с роздільної здатності на кожен відсоток похибки, відповідно до (5) з $\sum_d g_d^2 \approx 13^2$; для режиму, обмеженого швидкістю (0,03 м/с за 60 с), потрібна статична точність моделі близько 0,1 %. Монітор, що оцінює масу, опір і тягу, зберігає роздільну здатність 0,10–0,17 м/с за похибки 0,5–2 % і 0,37–1,0 м/с за похибки 5–10 %. Для цього монітора статична оцінка (0,146 м/с) є лише нижньою межею: динамічна невідповідність моделі додає 0,37 і 1,0 м/с за похибки 5 і 10 %, тобто відповідна попередньо сформульована гіпотеза для нього не підтвердилася.

Таблиця 2

**Ефективна роздільна здатність моніторів за 60 с, м/с (20 м/с)**

| Відносна похибка похідних | 0 % | 0,5 % | 1 % | 2 % | 5 % | 10 % |
|---|---|---|---|---|---|---|
| монітор довіряє моделі: моделювання | 0,031 | 0,258 | 0,495 | 0,971 | 2,45 | 5,13 |
| монітор довіряє моделі: прогноз (5) | – | 0,253 | 0,502 | 1,003 | 2,51 | 5,01 |
| монітор оцінює масу, опір і тягу: моделювання | 0,093 | 0,100 | 0,104 | 0,165 | 0,374 | 0,998 |

*Невідомий момент виникнення і місії*. Невідомий момент появи збільшує мінімальне виявлюване зміщення в 1,8–2,0 раза для монітора, що враховує лише вітер, і в 1,35–1,41 раза для монітора, що враховує зміни об'єкта (за частоти хибних тривог одна на 30 двадцятихвилинних місій). У моделюванні місій епізоди зміщення 0,5 м/с виявлено в 1000 із 1000 випадків із медіанною затримкою 0,75 с за 0,033 хибної тривоги на місію; прогнозовані ймовірності виявлення епізодів справдилися в 28 із 32 комбінацій умов. Кінематична перевірка, аналогічна застосовуваній у поширених автопілотах, за тієї самої частоти хибних тривог не розрізняє зміщень, менших приблизно за 5 м/с, тобто порівнянних із фронтами поривів; монітор, що не враховує погодних змін об'єкта, видає хибну тривогу в 88–90 % місій зі зміною погоди. Деградація шумового типу (зростання шуму приймача), навпаки, діагностується не більше ніж за 1,6 с навіть за зміни інтенсивності турбулентності.

**Обговорення результатів**

Отримані результати мають характер меж, а не нового детектора. Головний висновок полягає в тому, що для пари «літак – приймач повітряного тиску» в прямолінійному польоті діагностовність малих зміщень обмежена не шумом і не тривалістю спостереження, а апріорним знанням параметрів літака: зміщення показу на 1 м/с фізично еквівалентне такій зміні вітру, маси, опору і тяги, яка не створює результуючої сили і тому не помітна ні для навігаційної системи, ні для акселерометрів. Межа близько 1 м/с на швидкості 20 м/с пропорційна апріорній невизначеності маси і зменшується лише за кращого знання маси або за зміни режиму польоту, яка порушує еквівалентність (еквівалентне збурення залежить від швидкості, а зміна курсу кінематично відокремлює вітер). Звідси випливає обґрунтування для активної діагностики та керування збором інформації.

Другий практичний висновок стосується похибки моделі. Статична похибка аеродинамічної моделі діє на монітор як усталена зміна погоди, тому монітор, що довіряє моделі, потребує точності, недосяжної на практиці, а монітор, який вважає параметри об'єкта невизначеними, досягає межі і не дає хибних тривог через зміну погоди. Невідомий момент виникнення в режимі, обмеженому порогом, коштує роздільної здатності, а не лише затримки.

Обмеження роботи: один тип літального апарата (і модельний другий об'єкт); прямолінійний політ в одному балансувальному режимі; гауссові апріорні розподіли для сходинкових змін; лінійні сигнатури (узгодження з нелінійним двійником у межах 5 % для зміщень до 2,5 м/с); монітори зі сталими коефіцієнтами; динамічна невідповідність моделі врахована лише емпірично; льотні дані не використано.

**Висновки**

1. Для лінійно-гауссової моделі замкненої системи введено профільовану інформацію Фішера і мінімальне виявлюване зміщення сенсора за одночасних змін середовища і параметрів об'єкта з апріорною невизначеністю; доведено, що зворотний зв'язок не змінює діагностовності адитивних несправностей.

2. Встановлено два режими діагностовності – обмежений швидкістю і обмежений порогом – та отримано замкнений вираз порога як апріорної вартості найдешевшого еквівалентного збурення; сформульовано структурну умову невидимого зсуву рівноваги, за якої поява несправності не несе інформації, і класифікацію об'єктів за двома тестами.

3. Для БпЛА Aerosonde межа роздільної здатності зміщення приймача повітряного тиску становить 0,90–1,23 м/с на швидкостях 20–27 м/с, пропорційна апріорній невизначеності маси і не усувається акселерометрами; для об'єкта з інформативною появою несправності межа скінченна навіть за необмежених завад.

4. Статична похибка аеродинамічної моделі еквівалентна усталеній зміні погоди: монітор, що довіряє моделі, втрачає близько 0,5 м/с роздільної здатності на 1 % похибки похідних, а монітор, що оцінює масу, опір і тягу, зберігає роздільну здатність 0,1–1,0 м/с за похибки 0,5–10 %. Невідомий момент виникнення збільшує поріг виявлення в 1,35–2,0 раза, а кінематична перевірка автопілота не розрізняє зміщень, менших приблизно за 5 м/с.

**Напрями подальших досліджень**

Подальші дослідження доцільно спрямувати на активну діагностику, у якій маневр порушує невидимий зсув рівноваги, з урахуванням вартості маневру; на теорію динамічної невідповідності моделі; на бічний рух і криволінійний політ; на перевірку меж на льотних даних.

**Список використаної літератури**

1. Hansen S., Blanke M. Diagnosis of airspeed measurement faults for unmanned aerial vehicles. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*. 2014. Vol. 50, No. 1. P. 224–239. DOI: 10.1109/TAES.2013.120420

2. Sun K., Gebre-Egziabher D. Air data fault detection and isolation for small UAS using integrity monitoring framework. *NAVIGATION: Journal of the Institute of Navigation*. 2021. Vol. 68, No. 3. P. 577–600. DOI: 10.1002/navi.440

3. Lopes L. L., Travé-Massuyès L., Jauberthie C., Alcalay G. A review of fault diagnosis techniques applied to aircraft air data sensors. *35th International Conference on Principles of Diagnosis and Resilient Systems (DX 2024)*. Wadern : Schloss Dagstuhl – Leibniz-Zentrum für Informatik, 2024. P. 3:1–3:20. (OASIcs ; vol. 125). DOI: 10.4230/OASIcs.DX.2024.3

4. Freeman P., Seiler P., Balas G. J. Air data system fault modeling and detection. *Control Engineering Practice*. 2013. Vol. 21, No. 10. P. 1290–1301.

5. Eriksson D., Frisk E., Krysander M. A method for quantitative fault diagnosability analysis of stochastic linear descriptor models. *Automatica*. 2013. Vol. 49, No. 6. P. 1591–1600.

6. Liu Q., Wang Z., Zhang J., Zhou D. Necessary and sufficient conditions for fault diagnosability of linear open- and closed-loop stochastic systems under sensor and actuator faults. *IEEE Transactions on Automatic Control*. 2022. Vol. 67, No. 8. P. 4178–4185. DOI: 10.1109/TAC.2021.3108587

7. Ding S. X. Model-based fault diagnosis techniques: design schemes, algorithms, and tools. Berlin : Springer, 2008.

8. Willsky A. S., Jones H. L. A generalized likelihood ratio approach to the detection and estimation of jumps in linear systems. *IEEE Transactions on Automatic Control*. 1976. Vol. 21, No. 1. P. 108–112.

9. Lau T. S., Tay W. P. Quickest change detection in the presence of a nuisance change. *IEEE Transactions on Signal Processing*. 2019. DOI: 10.1109/TSP.2019.2939080

10. Chen Y.-Z. J., Zuo J., Veeravalli V. V., Towsley D. Quickest change detection with confusing change. *arXiv*. 2024. arXiv:2405.00842

11. Lorden G. Procedures for reacting to a change in distribution. *The Annals of Mathematical Statistics*. 1971. Vol. 42, No. 6. P. 1897–1908.

12. Beard R. W., McLain T. W. Small unmanned aircraft: theory and practice. Princeton : Princeton University Press, 2012.

13. MIL-F-8785C. Military specification: flying qualities of piloted airplanes. Washington : U.S. Department of Defense, 1980.

**References**

1. Hansen, S., & Blanke, M. (2014). Diagnosis of airspeed measurement faults for unmanned aerial vehicles. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, *50*(1), 224–239. https://doi.org/10.1109/TAES.2013.120420

2. Sun, K., & Gebre-Egziabher, D. (2021). Air data fault detection and isolation for small UAS using integrity monitoring framework. *: Journal of the Institute of Navigation*, *68*(3), 577–600. https://doi.org/10.1002/navi.440

3. Lopes, L. L., Travé-Massuyès, L., Jauberthie, C., & Alcalay, G. (2024). A review of fault diagnosis techniques applied to aircraft air data sensors. In *35th International Conference on Principles of Diagnosis and Resilient Systems (DX 2024)* (OASIcs, Vol. 125, pp. 3:1–3:20). Schloss Dagstuhl – Leibniz-Zentrum für Informatik. https://doi.org/10.4230/OASIcs.DX.2024.3

4. Freeman, P., Seiler, P., & Balas, G. J. (2013). Air data system fault modeling and detection. *Control Engineering Practice*, *21*(10), 1290–1301.

5. Eriksson, D., Frisk, E., & Krysander, M. (2013). A method for quantitative fault diagnosability analysis of stochastic linear descriptor models. *Automatica*, *49*(6), 1591–1600.

6. Liu, Q., Wang, Z., Zhang, J., & Zhou, D. (2022). Necessary and sufficient conditions for fault diagnosability of linear open- and closed-loop stochastic systems under sensor and actuator faults. *IEEE Transactions on Automatic Control*, *67*(8), 4178–4185. https://doi.org/10.1109/TAC.2021.3108587

7. Ding, S. X. (2008). *Model-based fault diagnosis techniques: Design schemes, algorithms, and tools*. Springer.

8. Willsky, A. S., & Jones, H. L. (1976). A generalized likelihood ratio approach to the detection and estimation of jumps in linear systems. *IEEE Transactions on Automatic Control*, *21*(1), 108–112.

9. Lau, T. S., & Tay, W. P. (2019). Quickest change detection in the presence of a nuisance change. *IEEE Transactions on Signal Processing*. https://doi.org/10.1109/TSP.2019.2939080

10. Chen, Y.-Z. J., Zuo, J., Veeravalli, V. V., & Towsley, D. (2024). *Quickest change detection with confusing change* (arXiv:2405.00842). arXiv.

11. Lorden, G. (1971). Procedures for reacting to a change in distribution. *The Annals of Mathematical Statistics*, *42*(6), 1897–1908.

12. Beard, R. W., & McLain, T. W. (2012). *Small unmanned aircraft: Theory and practice*. Princeton University Press.

13. U.S. Department of Defense. (1980). *Military specification: Flying qualities of piloted airplanes* (MIL-F-8785C).

*Дата першого надходження рукопису до видання: 22.09.2025*
*Дата прийнятого до друку рукопису після рецензування: 21.10.2025*
*Дата публікації: 28.11.2025*